

© PAJ / JPO

PN - JP10035590 A 19980210

TI - OUTER WING VARIABLE SWEEPBACK ANGLE AIRCRAFT

AB - PROBLEM TO BE SOLVED: To provide an outer wing variable sweepback angle aircraft wherein the weight of a moving mechanism and the movement of a pressure center are reduced by reducing a turning wing area and installing a rotary shaft in a rear side shifted from a body gravity center.

- SOLUTION: An aircraft includes an inner wing<sup>2</sup> having a large sweepback angle front end extended to a rear side more than a machine gravity center<sup>4</sup>, a outer wing 1 having a wing attaching section 5 installed in a rear side more than the machine gravity center<sup>4</sup> and set to a large sweepback angle position 1a roughly in parallel with the front end of the inner wing 2 for its front end or a small sweepback angle position 1b having a sweepback angle of its front end smaller than that of the front end of the inner wing 2 and a rotary shaft<sup>3</sup> erected in the wing attaching section 5 by being inclined from a vertical direction and rotationally set to the large retreating angle position 1a or the small sweepback angle position 1b while pivotally attaching the outer wing 1. Thus, good stealth is provided and also excellent speed performance and driving performance in low and high speeds are provided.

I - B64C3/40

PA - MITSUBISHI HEAVY IND LTD

IN - HATANO HIROSHI

ABD - 19980430

ABV - 199806

AP - JP19960189263 19960718

Best Available Copy

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平10-35590

(43) 公開日 平成10年(1998) 2月10日

(51) Int.Cl.<sup>9</sup>

B 6 4 C 3/40

識別記号

庁内整理番号

F I

B 6 4 C 3/40

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数 1 O L (全 6 頁)

(21) 出願番号 特願平8-189263

(22) 出願日 平成8年(1996) 7月18日

(71) 出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72) 発明者 波多野 洋

名古屋市港区大江町10番地 三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所内

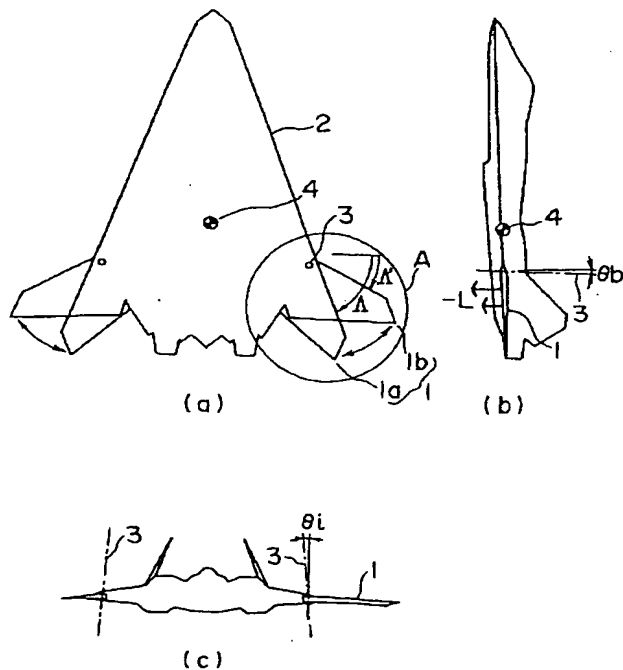
(74) 代理人 弁理士 石川 新

(54) 【発明の名称】 外翼可変後退角航空機

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 回動させる翼面積を小さくするとともに、回転軸を機体重心から外れた後方に設置して、可動機構の軽量化及び圧力中心の移動を小さくした外翼可変後退角航空機を提供する。

【解決手段】 大後退角にされた前縁を機体重心4よりも後方まで延設した内翼2、機体重心4よりも後方に翼取付部5が設けられ、前縁が内翼2の前縁と略平行になる大後退角位置1aと、前縁の後退角が内翼2の前縁の後退角よりも小さくなる小後退角位置1bとに設定できる外翼1、鉛直方向から傾斜させて、翼取付部5に立設され、外翼1を軸着して大後退角位置1aと小後退位置1bとに回動設定する回転軸3とからなる。これにより、ステルス性に優れ、低速、および高速における速度性能、運動性能に優れた航空機とすることができる。



## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 飛行ミッションに対応させ、外翼翼端部を前進、若しくは後退させて、後退角を変え、飛行を行う外翼可変後退角航空機において、大後退角にされた前縁を機体の重心位置よりも後方まで延設した内翼と、前記重心位置より後方に翼付根部が設けられ、前縁が前記内翼の前縁と略平行になる大後退角位置と、前縁の後退角が前記内翼の前縁の後退角より小さくなる小後退角位置とに設定される外翼と、鉛直方向から傾斜させて前記翼付根部に立設され、軸着された前記外翼を回動させて、前記大後退角位置、若しくは前記小後退角位置に設定する回転軸とを設けたことを特徴とする外翼可変後退角航空機。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、高亜音速ないし超音速において、速度性能および運動性能が優れるとともに、遠方から照射される電波の反射を少なくする低反射性を向上できる外翼可変後退角航空機に関する。

## 【0002】

【従来の技術】航空機、特に戦闘用航空機においては、侵攻／戦闘航法時には、レーダー照射に対する電波の低反射性（以下低反射性という）を高め、いわゆるステルス性に優れたものにするとともに、巡航時、離着陸時、若しくは近距離格闘戦時には、誘導抵抗を少なくして速度性能を向上させ、また高い揚力を大迎角まで維持させて離着陸性能を向上させ、さらには、舵面類の動きを高めて運動性能に優れた機動性の高いものにする必要がある。

【0003】これらの要求のなかで、低反射性を高める手段としては、翼前縁及び機体各部の稜線や継ぎ目を後方へ大きく傾斜させ、大後退角にした、いわゆる大後退角低反射形態にすることが有効であることが知られている。特に、図6(a)に示すように、先端部から後端部まで一定の大きい前縁後退角 $\Lambda$ にした主翼02具える無尾翼機は、ステルス性に優れたものにできることがわかっている。

【0004】また、高迎角特性を高める手段としては、図6(b)に示すように前縁を大後退角 $\Lambda$ にした内翼03と、小後退角 $\Lambda'$ にした外翼04とを組み合わせ、いわゆるダブルデルタ翼形態の主翼05にすることにより、内翼03前縁剥離渦と外翼04前縁渦との干渉によって、高い揚力を大迎角まで維持できるので、有効であることがわかっている。

【0005】さらに、低速性能と高速性能とを高める手段としては、図6(c)に示すように、主翼06を付け根付近に設けた回転軸07まわりに、矢視で示すように、水平面内で回転可能にする、いわゆる可変後退翼形態にすることが有効であることがわかっている。

【0006】また、この可変後退翼形態では、主翼06

に大後退角を設定する後退位置にすることによって、前述した大後退角低反射形態主翼02に近い形態にでき、低反射性を向上させることができるとともに、主翼06を小後退角に設定する前進位置にすることによって、前述したダブルデルタ形態の主翼05に近い形態にでき、高迎角特性を高めることができる。さらには、主翼06を前進位置にすることに伴い、主翼06の前縁部、若しくは後縁部に翼幅方向に装備される舵面類が、外部流と正対に近い配置となり、動きが良くなり運動性能に優れたものにすることができる。

【0007】このように、それぞれの形態にすることによる利点がある反面、次に示す不具合が各形態にある。すなわち、図6(a)に示す大後退角低反射形態のものでは、翼幅（アスペクト比）が小さいため、特に大迎角時に誘導抵抗が大きくなり、速度性能が落ちるとともに、揚力勾配が小さく、高迎角にしても高揚力が得られず、離着陸滑走距離が長くなり、離着陸性能に劣るものとなる。

【0008】また、前縁だけでなく、後縁も大後退角を有するものとなるため、これらの前縁および／又は後縁に沿って配設され、舵面を枢着するヒンジラインも大後退角のものとなり、舵面の効きが面積に比して悪いものになり、運動性能が悪くなるという不具合がある。さらに、機体重心位置の後方に位置する外翼部には、下向きの揚力（ダウンフォース）を発生させて、内翼部で発生した機体の頭下げモーメントを打消すようにしていることに伴う後述する不具合もある。

【0009】また、図6(b)に示すダブルデルタ翼形態のものでは、低反射性において大後退角低反射形態に劣るものとなり、ステルス性が不十分で、侵攻／戦闘航法時に不利になるという致命的な不具合がある。

【0010】これらの大後退角低反射性形態、およびダブルデルタ形態の航空機の不具合を解消するために考えだされた可変後退翼形態の航空機では、前述した形態の航空機の不具合は、飛行ミッションに対応させて、図6(c)に示す矢視で示すように、主翼06を回転軸07まわり回転させることによって、形態を変えて解消するため、これまで米国のF-111、F-14等で採用され、運用されている。

【0011】しかしながら、これらの従来の可変後退翼形態の航空機では、主翼06全体を付け根部付近から回転させるようにしたため、可動機構の重量が大きくなるとともに、主翼06に発生する膨大な空気力が可動機構に集中して、飛行ミッションに対応した形態の円滑な変更を困難にし、形態の変更に信頼性が欠けるものとなる不具合がある。

【0012】また、回転軸07が機体重心08付近に設けられていることと、回転する部分の面積が大きいことにより、主翼06の回転に伴う圧力中心の移動が大きくなって、機体を水平飛行の姿勢にする、いわゆるトリム

の大幅な補正が必要となる不具合もある。

#### 【0013】

【発明が解決しようとする課題】本発明は、飛行ミッションに対応して、種々の特性が要求される戦闘用航空機に使用されている、外翼翼端部を前進、若しくは後退させて後退角を変えて飛行するようにした外翼可変後退角航空機、いわゆる、従来の可変後退翼形態の航空機の不具合を解消するため、形態を変更するために回転する翼の面積を小さくして、可変機構を重量の小さい、信頼性の高いものにできるとともに、形態を変更するために、機体重心から離れた位置の翼を回転させるようにして、回転に伴う圧力中心の移動を少なくし、トリムの補正を少いものにできる外翼可変後退角航空機を提供することを課題とする。

#### 【0014】

【課題を解決するための手段】このため、本発明の外翼可変後退角航空機は、次の手段とした。

【0015】(1) 大後退角にされるとともに、後端部を機体重心位置よりも、後方にまで延設した前縁を具えた内翼を設けた。なお、内翼は、無尾翼機のように、前縁の先端部が機体の先端部まで延設されたものでも良く、又は機体重心位置より前方の胴体の途中まで延設したもので良く、さらには、大後退角にされた前縁の先端部を、小さい後退角の前縁を設けるようにしたものでも良い。また、前縁の先端部より前方に、カナードを設けたカナード機に設けるようにすることもできる。

【0016】(2) 機体重心よりも後方に翼付根部が設けられ、その前縁が、内翼の大後退角にされた前縁と略同一直線上、若しくは略平行になるように後退した大後退角位置と、内翼の大後退角にされた前縁よりも小さな後退角になるように前進させた小後退角位置とに、翼付根部の回動により設定できる外翼を設けた。なお、小後退角位置とは、外翼翼端部の前進、換言すれば前縁の後退角を小さくすることによって、外翼の前縁部、および／又は後縁部に沿って設けられるヒンジラインに枢着された舵面の効きが向上する位置に、舵面が外部流に対して配置されるようになる位置をいう。

【0017】(3) 機体に設定される垂直軸（鉛直軸）方向から、前、後および／又は左、右方向に傾斜させて翼取付部に立設され、翼取付部が軸着された外翼を、そのまわりに回動させ、外翼の翼翼端部を後退させて外翼を大後退角位置に設定するとともに、外翼の翼翼端部を前進させて外翼を小後退角位置に設定する回転軸を設けた。

【0018】本発明の外翼可変後退角航空機は、上述(1)～(3)の手段により、侵攻／戦闘航法時には、外翼を回転軸まわりに回転させて、後退させ、前縁後退角を内翼の前縁の後退角と揃えることにより、前方からのレーダー照射に対する低反射性を向上させることができる。

【0019】また、低反射性を必要としない巡航時や離着陸時、または機動性に対する要求が低反射性に対する要求に優先する近距離格闘戦時には、外翼を回転軸まわりに回転させて前進させ、後退角を減少させて、ダブルデルタ形態を形成することにより、翼幅（アスペクト比）が増大し、誘導抵抗が減少し、速度性能が向上するほか、内翼前縁剥離渦と外翼前縁剥離渦の干渉によって、高い揚力を大迎角まで維持できるという、ダブルデルタ翼形態の利点を享受できる。また、外翼に装備された舵面類も、後退角が減少することによって、動きが向上する。このように、巡航性能、離着陸性能、および機動性が、大後退角低反射形態に比して向上した航空機にできる。

【0020】さらに、回転軸を回転させて、外翼を前進させ、又は後退させる可変機構は、回転する外翼部分が比較的小さく、また空力的負荷も小さいため、比較的軽量にできるとともに、円滑に作動でき、信頼性に富むものにできるほか、回転軸及び可動範囲が機体の重心位置から離れているため、回転に伴う圧力中心の移動が少くなり、トリムの変化量を小さくでき、大幅な補正が不要になる。なお、比較的小さいながら、トリム変化の発生は起こり得るが、この補正は、従来通り舵面によって行うこともできるが、回転軸を鉛直軸から傾斜させて立設したことによって、外翼の前進位置と後退位置とで、外翼の取付け角を自動的に変化し、トリムの補正を自動的に行うことができる。

【0021】また、ステルス性に優れた、無尾翼機のように、大後退角低反射形態の航空機においては、外翼部には下向き揚力（ダウンフォース）を発生させて、頭上げモーメントを発生させ、内翼部の発生する頭下げモーメントを打消すようにしているが、回転軸をわずかに（数 deg. 程度）内傾、または後傾させることによって、この鉛直軸から傾斜させた回転軸に軸着された外翼は、前進位置において、後退位置にあるときよりも取付け角を減らすことができ、外翼の前進によって生じるモーメントアームの減少を外翼に発生する下向き揚力の増大によって打消すことができる。

【0022】また、カナードの装備や、フライ・バイ・ワイヤ・システムの活用による重心位置の後退によって、頭上げモーメントが大きくなるようなことがある場合は、上述とは逆に、前進位置において、後退位置にあるよりも取付け角が増えるよう、回転軸を外傾、または前傾させることによって、外翼に生じる揚力を増大させることにより、頭上げモーメントを小さくすることができる。

#### 【0023】

【発明の実施の形態】以下、本発明の外翼可変後退角航空機の実施の一形態を、図面にもとづき説明する。図1は、本発明の外翼可変後退角航空機の実施の第1形態を示す図で、図1(a)は平面図、図1(b)は側面図、

5

図1(c)は背面図である。

【0024】本実施の形態は、無尾翼機に適用したもので、機体の先端部には大後退角 $\Lambda$ の前縁をもつ内翼2が取付けられている。内翼2の前縁先端は機体の略先端まで延設されるとともに、前縁後端は機体の重心位置4よりも後方になるように配設されている。

【0025】また、外翼1は、翼付根部5が重心位置4より後方に立設された回転軸3に軸着されて、大後退角位置1aと小後退角位置1bの2位置に設定できる。すなわち、外翼1は、その前縁の後退角が大後退角 $\Lambda$ にされて、内翼2の前縁の延長線上に、前縁が配置がされる大後退角位置1aと、回転軸3まわりの回転によって、翼端部が前進して、図1のA部である、図2(a)に示す外翼1の前縁部および後縁部に設けた舵面6に、外部流が効果的に作用して舵面6の効きが向上する小後退角 $\Lambda'$ に前縁が配置される小後退角位置1bとに設定できる。

【0026】また、回転軸3は機体の垂直軸(鉛直軸)方向から後方に $\theta_b$ 、内側に $\theta_i$ 傾斜させて立設されている。

【0027】外翼1を大後退角位置1aに設定した、無尾翼機においては、前述したように重心位置4より後方の外翼1に発生する下向きの揚力 $L$ によって、内翼2によって生じる頭下げモーメントを打消すようにしており、外翼1の後退角の減少、すなわち外翼1の圧力中心の重心位置4への接近により、この頭下げモーメントを打消すモーメントの発生が小さくなるが、回転軸3を $\theta_i$ だけ内傾させるとともに、 $\theta_b$ だけ後傾させているため、図2(c)に示すように、外翼1が前進して小後退角位置1bに設定されたときの取付角 $\varepsilon$ 、すなわち外翼1の翼面と、機軸に平行な鉛直面との交線が水平面となす角は、図2(b)に示す外翼01が後退して大後退角位置1bにあるときの取付角 $\varepsilon$ よりも小さくなり、すなわち前縁下げ気味になり、下向きの揚力を大きくでき、圧力中心の重心位置4への接近による頭上げモーメントの減少を、この取付角との変動により打消すことができる。

【0028】次に、回転軸3の内傾角 $\theta_i$ 及び後傾角 $\theta_b$ を媒介変数とした、後退角 $\Lambda$ と取付角 $\varepsilon$ の関係を図2に示す。なお、図においては、 $\Lambda=0$ のとき、 $\varepsilon=0$ 、また上下反角 $\Gamma$ も0とした場合の例を示しているが、実際には $\Lambda=0$ までの可動範囲は、必ずしも必要ない。

【0029】また、 $\Lambda=0$ のときの $\varepsilon$ 、 $\Gamma$ を $\varepsilon_0$ 、 $\Gamma_0$ としたとき、 $\varepsilon$ と $\varepsilon_0$ 、 $\Gamma_0$ 、 $\theta_i$ 、 $\theta_b$ 、 $\Lambda$ の関係は、数1で表わされる。但し、 $\varepsilon$ 、 $\varepsilon_0$ 、 $\Gamma_0$ 、 $\theta_i$ 、 $\theta_b$ を微小と仮定した。

【0030】

【数1】

$$\varepsilon \cong (\theta_i - \Gamma_0) \sin \Lambda - (\theta_b - \varepsilon_0) \cos \Lambda + \theta_b$$

【0031】次に、図4は、本発明の外翼可変後退角航

6

空機の実施の第2形態として、フライ・バイ・ワイヤ・システム等によって、重心位置の後退に伴う縦静安定が負となることを許容した場合の無尾翼機を示す図で、図4(a)は平面図、図4(b)は側面図、図4(c)は背面図である。

【0032】本実施の形態では、重心位置4が図1に示す実施の第1形態のものより後方にあるため、外翼1には上向き揚力 $L$ を発生させるようにしている。

【0033】このため、回転軸3は外側に傾斜させた外傾角 $\theta_e$ にするとともに、前方に傾斜させた前傾角 $\theta_b$ にして、外翼1の翼取付部5に立設した。これにより、外翼1が前進した小後退角位置1bでは、外翼1が後退した大後退角位置1aよりも取付角が大きく(頭上げ気味に)なり、外翼1の圧力中心の、重心位置4への接近による頭下げモーメントの減少を外翼1に発生する揚力の増加で打消すことができる。

【0034】次に、図5は、本発明の外翼可変後退角航空機の実施の第3形態として、カナード機に適用した場合を示す図で、図5(a)は平面図、図5(b)は側面図、図5(c)は背面図である。

【0035】本実施の形態では、機体の先端部に装備したカナード8が頭上げモーメントを発生するため、外翼1には上向き揚力 $L$ を発生させて、カナード5で発生するモーメントとの釣合いをとるようにしている。このため、回転軸3は外側に傾斜させた外傾角 $\theta_e$ にするとともに、前方の傾斜させた前傾角 $\theta_b$ にして、外翼1の翼取付部5に立設した。これにより、外翼1が前進した小後退角位置1bでは、外翼1が後退した大後退角位置1aより取付角が大きく(頭上げ気味に)なり、外翼1の圧力中心の、重心位置4への接近による頭下げモーメントの減少を外翼に発生する揚力の増分により打消すことができる。

【0036】

【発明の効果】以上説明したように、本発明の外翼可変後退角航空機によれば、特許請求の範囲に示す構成により、

(1) 侵攻/戦闘航法時の低反射性と、良好な離着陸性能、巡航/格闘戦時の低誘導抵抗を、大後退角低反射形態とダブルデルタ形態との間の変換を、比較的軽量な可変後退機構によって行うことにより、両立させることができる。

【0037】(2) また、外翼を前進させ又は後退させる可変機構は、回転する外翼部分が比較的小さく、また空力的負荷も小さいため、比較的軽量で済み、信頼性の高いものにできるほか、回転軸及び可動範囲が機体の重心位置から離れているため、回転に伴う圧力中心の移動が少くなり、トリムの変化量を小さくできる。

【0038】(3) また、可変機構の回転軸を傾斜させ、後退角の変化と共に外翼の取付角を変化させることにより、圧力中心の移動に伴うトリム変化を補正し、舵

7

面の負荷を軽減することができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の外翼可変後退角航空機の実施の第1形態を示す図で、図1(a)は平面図、図1(b)は側面図、図1(c)は背面図、

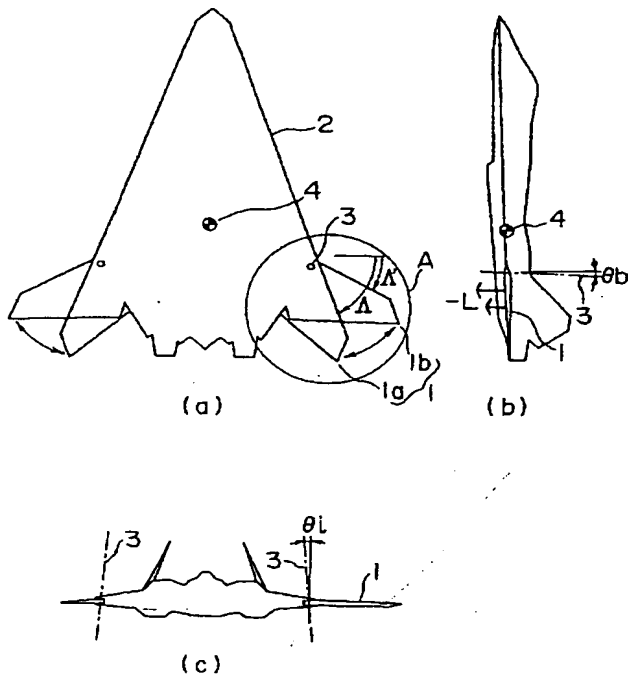
【図2】図1に示すA部の詳細を示す図で、図2(a)は平面図、図2(b)は図2(a)の矢視A-Aにおける外翼の水平面からの取付角を示す断面図、図2(c)は図2(a)の矢視B-Bにおける外翼の水平面からの取付角を示す断面図、

【図3】回転軸の内傾角 $\theta_i$ と後傾角 $\theta_b$ とを媒介変数とした、後退角と取付角の関係を示す図、

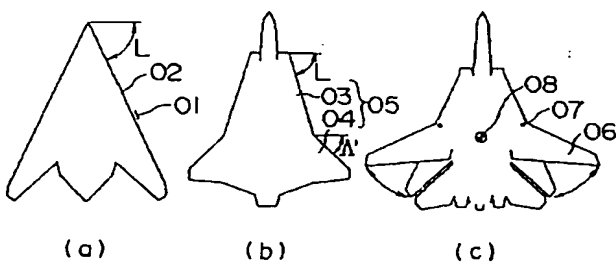
【図4】実施の第2形態を示す図で、図4(a)は平面図、図4(b)は側面図、図4(c)は背面図、

【図5】実施の第3形態を示す図で、図5(a)は平面

【図1】



【図6】



8

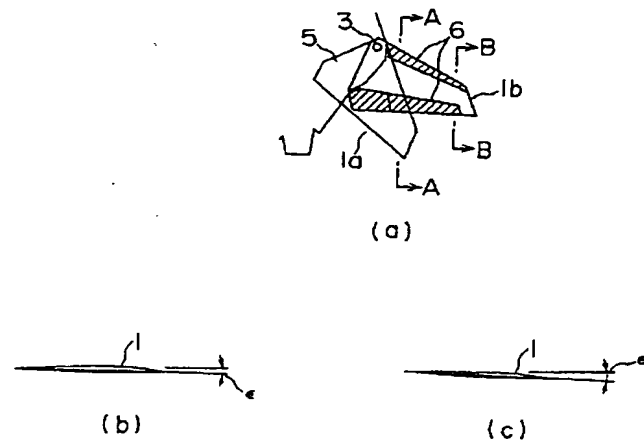
図、図5(b)は側面図、図5(c)は背面図、

【図6】従来の戦闘用航空機の1例を示す平面図で、図6(a)は大後退角低反射形態の航空機、図6(b)はダブルデルタ翼形態の航空機、図6(c)は可変後退翼形態の航空機である。

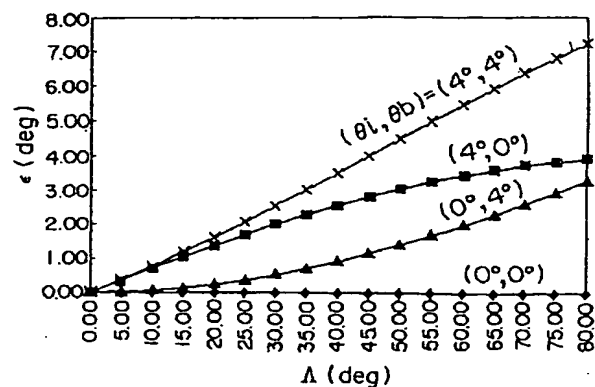
【符号の説明】

- |     |          |
|-----|----------|
| 1   | 外翼       |
| 1 a | 大後退角位置外翼 |
| 1 b | 小後退角位置外翼 |
| 10  | 2 内翼     |
| 3   | 回転軸      |
| 4   | 重心位置     |
| 5   | 翼取付部     |
| 6   | 舵面       |
| 7   | カナード     |

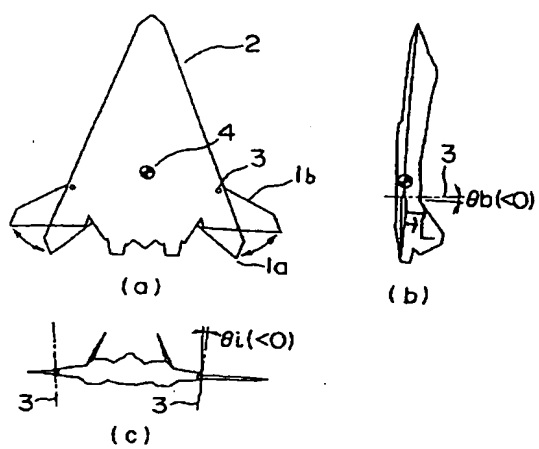
【図2】



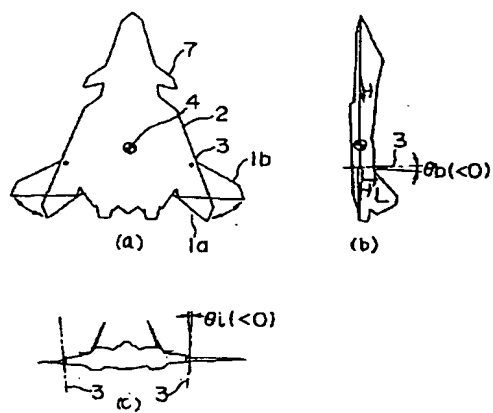
【図3】



【図4】



【図5】



**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning  
Operations and is not part of the Official Record**

**BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☒ FADED TEXT OR DRAWING
- ☐ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: \_\_\_\_\_

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.**